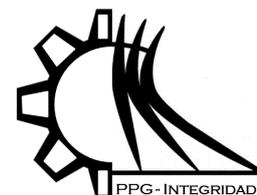




SSN 2447-6102



Article

Análise Numérica e Experimental da Influência de Dispositivos de Ponta de Asa no Perfil Aerodinâmico NACA 23015

Dal Magro, D.¹ and Neumeister, R. F.¹

¹ Universidade Regional Integrada do Alto Uruguai e das Missões – Campus de Erechim; diogenesdal@gmail.com

² Universidade Regional Integrada do Alto Uruguai e das Missões – Campus de Erechim; robertaneumeister@uricer.edu.br

* Correspondence: robertaneumeister@uricer.edu.br;

Received: 08/12/2019; Accepted: 29/12/2019; Published: 17/01/2020

Resumo: A aviação agrícola apresenta características peculiares de operação. Devido às baixas altitudes de voo e a necessidade de manobras precisas em um curto espaço de tempo, estas aeronaves demandam uma elevada eficiência aerodinâmica. Uma possível alternativa para aprimorar o desempenho dessas aeronaves é a utilização de dispositivo ponta de asas. O presente trabalho apresenta uma análise numérico-experimental acerca da influência do uso de dispositivos de ponta de asa no perfil aerodinâmico NACA 23015. As análises foram realizadas utilizando dois ângulos de ataque. O primeiro deles foi 6°, por ser comumente o ângulo de instalação da asa em uma aeronave e o segundo foi de 15°, valor este próximo ao ângulo de estol. As análises experimentais foram realizadas em um canal aerodinâmico de circuito aberto. As análises numéricas foram realizadas a partir das equações de Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) adotando o modelo de turbulência k- ω SST. Os resultados obtidos pelos métodos numéricos e experimentais apresentaram valores similares, sendo observadas apenas divergências na região de pressão mínima. Com a adição do dispositivo de ponta de asa foi possível observar um acréscimo de aproximadamente 5,5% e 3,0% na eficiência aerodinâmica com ângulos de ataque de 6 e 15 graus respectivamente, tanto nas análises numéricas quanto nos ensaios experimentais. Sendo assim é possível concluir que o dispositivo desenvolvido neste trabalho pode ser utilizado como uma alternativa para a otimização do desempenho aerodinâmico de aeronaves.

Palavras-chave: Dispositivo de ponta de asa. Distribuição de pressão. Coeficiente de arrasto. Coeficiente de sustentação.

Numerical and Experimental Analysis of the winglets influence in the aerodynamic profile NACA 23015

Abstract: Agricultural aviation has peculiar operating characteristic as the low flight altitudes and the need for precise maneuvers in a short time, these aircraft demand high aerodynamic efficiency. An alternative to improve the performance of these aircraft is the use of a wingtip device. The present work presents a numerical-experimental analysis about the influence of the use of wing tip devices in an aerodynamic profile NACA 23015. The analyzes were performed using two angles of attack. The first was 6°, as the angle of installation of the wing in an aircraft is commonly and the second was 15°, a value close to the stall angle. The experimental analyzes were performed in an open circuit aerodynamic channel. Numerical analyzes were performed using the Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equations using the k- ω SST turbulence model. The results obtained by the numerical and experimental methods showed similar values, with only differences in the region of minimum pressure being observed. With the addition of the wing tip device, it was possible to observe an increase of approximately 5.5% and 3.0% in aerodynamic efficiency with angles of attack of 6 and 15 degrees respectively, both in numerical analysis and in experimental tests. Therefore, it is possible to conclude that the device developed in this work can be used as an alternative to optimize the aerodynamic performance of aircraft.

Keywords: Winglets. Pressure distribution. Drag Coefficient. Lift Coefficient.

1. Introdução

A aviação agrícola é parte fundamental da aviação civil no Brasil. Sua frota tem crescimento, em média, 5% ao ano. As operações agrícolas são usadas para aplicações de fertilizantes e pesticidas em lavouras e requerem voos em baixa altitude, manobras em curto espaço e muita precisão. Estima-se que cerca de 72 milhões de hectares são pulverizados pela aviação agrícola todos os anos no país (ANAC, 2017).

Segundo Bravo-Mosquera et al. (2018) a aviação agrícola apresenta características muito peculiares devido às condições de operação a que as aeronaves são submetidas, caracterizada pela baixa altitude e necessidade de manobras rápidas. Entre 2006 e 2015, foram registrados 1294 acidentes aéreos no Brasil, com uma média de 130 acidentes por ano, onde cerca de 19% dos incidentes ocorridos envolveram aeronaves agrícolas (CENIPA, 2016).

Frente à essas condições, aeronaves utilizadas para este tipo de operação demandam uma elevada eficiência aerodinâmica a fim de se evitar possíveis acidentes, garantindo uma maior segurança para o operador. De acordo com Narayan e John (2016), uma forma efetiva para aprimorar a eficiência aerodinâmica de uma aeronave é a partir da adição de dispositivos de ponta de asa, que acabam por reduzir o arrasto induzido da aeronave.

Segundo Guerrero et al. (2011), o arrasto induzido representa 40% do arrasto total de uma aeronave em velocidade de cruzeiro. Frente a isso a redução desta parcela de arrasto torna-se um ponto vital para a obtenção de uma elevada eficiência aerodinâmica.

Sabendo das necessidades de uma aeronave agrícola, a utilização de dispositivos de ponta de asa se torna uma alternativa muito eficaz, capaz de otimizar a sua performance, garantindo uma maior confiabilidade durante a sua utilização.

Segundo White (2002), qualquer corpo quando imerso em um escoamento estará sujeito a uma força aerodinâmica, FR. Quando o perfil possui simetria em relação ao eixo de sustentação, como por exemplo aviões, navios e carros, é possível observar duas forças resultantes, sendo elas a força de arrasto, FD, paralela à direção do movimento, e a de sustentação, FL, perpendicular à direção do movimento. A decomposição das forças atuantes em um perfil aerodinâmico pode ser observada na Fig. 1.

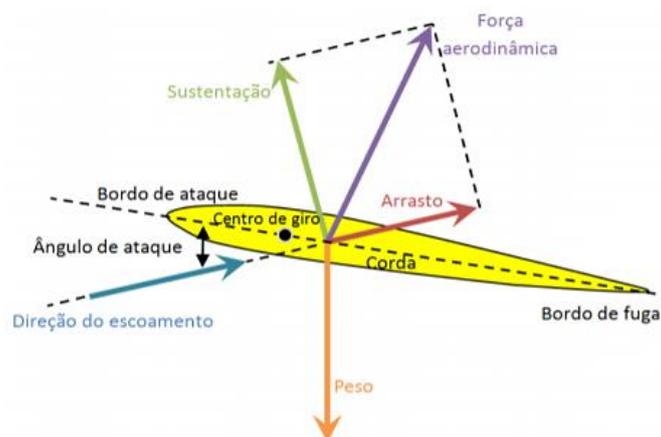


Figure 1. Forças atuantes em um perfil aerodinâmico, adaptado de White (2002).

De acordo com Fox et al. (2014), qualquer corpo que se move em meio ao ar sofre resistência ao deslocamento em função do escoamento da massa fluida. Considerando que o corpo está sujeito a forças e momentos em virtude da ação das correntes de ar, há a formação de uma distribuição de pressão específica para a geometria do corpo, de modo que a resistência do ar é proporcional a sua área, variando com a área frontal.

Em virtude do ângulo de ataque e a diferença geométrica entre os dorsos, o extradorso obtém maiores velocidades comparado ao intradorso. Com o aumento da velocidade no extradorso, tem-se um decréscimo na pressão superficial e de maneira oposta no intradorso, gerando um diferencial de pressão (WHITE, 2002).

Para a maioria dos objetos em movimento em um fluido, a força mais significativa do fluido é o arrasto. Entretanto, existem alguns objetos, tais como aerofólios, para os quais a sustentação é significativa. A sustentação é definida como a componente da força do fluido perpendicular ao movimento do fluido (FOX et al., 2014).

O coeficiente de sustentação, C_L , é função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Existe para cada perfil um ângulo de ataque que equaliza as resultantes de forças e pressões fornecendo ao perfil uma sustentação nula. Do ponto de vista da sustentação, pode-se afirmar que quanto maior este coeficiente, melhor para a sustentação de uma aeronave (JÚNIOR, 2016).

Fox et al. (2014) afirmam que o arrasto é a componente da força sobre um corpo que atua paralelamente à direção do movimento relativo. O arrasto total de uma aeronave é consequência de algumas parcelas provenientes do arrasto de pressão, que ocorre devido ao desbalanceamento de pressão existente sobre a superfície da aeronave, e o arrasto de atrito proveniente das tensões de cisalhamento (RODRIGUES, 2014).

O coeficiente de arrasto, C_D , representa a medida da eficiência do perfil em gerar força de arrasto. Ao contrário do coeficiente de sustentação, os perfis considerados eficientes aerodinamicamente são aqueles que possuem menores valores de coeficiente de arrasto (JÚNIOR, 2016).

O arrasto induzido é a parcela dependente da geração de sustentação e é caracterizado por um arrasto de pressão causado pelo escoamento induzido, *downwash*, que é associado aos vórtices criados nas pontas de uma asa de envergadura finita. O arrasto parasita representa o arrasto total do avião menos o arrasto induzido, ou seja, a parcela de arrasto que não está associada diretamente com a geração de sustentação. Este é o termo que representa a parcela do arrasto total associada com o atrito viscoso e o arrasto de pressão provenientes da separação do escoamento ao redor de toda a superfície do avião (RODRIGUES, 2014).

Guerrero et al. (2011) relatam que devido à diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior de uma aeronave e a condição de asa finita, o ar localizado na região de alta pressão tende a se deslocar para a região de baixa pressão. Essa movimentação ocasiona a formação de vórtices na ponta da asa, que são responsáveis pela ocorrência do arrasto induzido, conforme pode ser observado na Fig. 2.

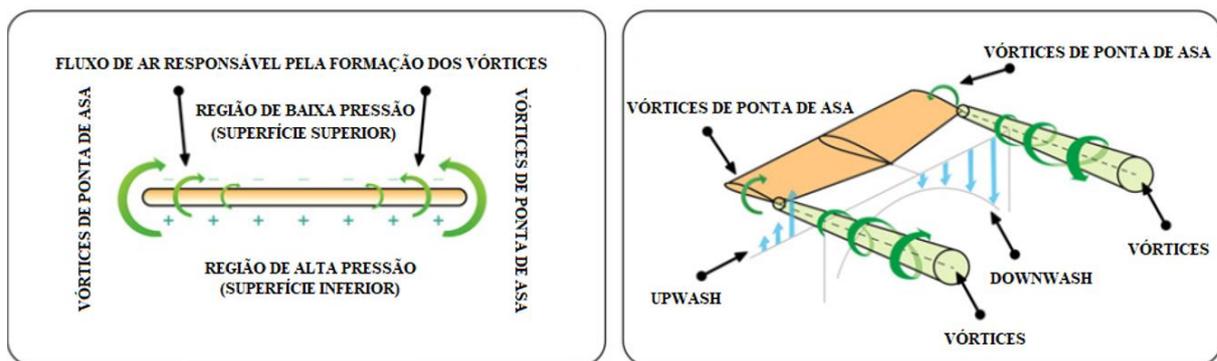


Figure 2. Formação dos vórtices responsáveis pelo arrasto induzido, adaptado de Guerrero et al. (2011).

Rodrigues (2014) afirma que, para uma asa de dimensões finitas, o coeficiente de arrasto total em regime de escoamento subsônico é obtido através da soma do coeficiente de arrasto do perfil com o coeficiente de arrasto induzido gerado pelos vórtices de ponta de asa que, segundo Elham e van Tooren (2014), representa aproximadamente 40% do arrasto total de uma aeronave em velocidades de cruzeiro, e chega a atingir até 90% durante a decolagem.

De acordo com Narayan e John (2016), uma das maneiras mais eficientes de se reduzir os vórtices gerados na ponta das asas é com a adição de dispositivos ponta de asa, que são capazes de evitar o fluxo do ar nessa região devido à diferença de pressão. Isso reduz a intensidade dos vórtices da ponta da asa e o correspondente arrasto induzido pela elevação. No entanto, a melhoria da eficiência aerodinâmica com a integração de tais dispositivos de ponta de asa depende principalmente da configuração de tais dispositivos e do tamanho total da asa. Demasi et al. (2019) apresentam um comparativo da variação do arrasto induzido para diversos modelos de dispositivos ponta de asa, os autores apontam novos desenhos de dispositivos como opção para redução do arrasto induzido.

O presente estudo tem como objetivo a analisar experimental e numericamente a influência do dispositivo de ponta de asa no perfil aerodinâmico NACA 23015 comparando a distribuição de pressões na asa, o coeficiente de sustentação e de arrasto.

2. Materiais e Métodos

A análise experimental foi executada no canal aerodinâmico de circuito aberto que apresenta ventilador centrífugo com potência de 3,7 kW com uma rotação máxima de 3475 rpm controlado por inversor de frequência. O canal

apresenta 5,5 m de comprimento e uma seção transversal de 282 x 352 mm. As dimensões do canal aerodinâmico podem ser observadas na Figura 3 a). A partir das condições ambientais foi possível determinar as propriedades do ar atmosférico, permitindo a medição da velocidade do escoamento através do tubo de Pitot. O número de Reynolds baseado na corda do perfil é de $1,87 \times 10^5$.

A asa utilizada para as análises possui corda igual a 190 mm e 210 mm de envergadura. A geometria com as dimensões apresentadas anteriormente gera uma razão de bloqueio em torno de 10%. As medições de pressão na superfície do perfil aerodinâmico são executadas com manômetro digital Mark III - Série 475-FM. Para as medições de pressão o perfil foi usinado em material polimérico e apresenta 16 orifícios laterais, distribuídos a fim de possibilitar a tomada de pressão em diferentes regiões, conforme Figura 3 b). O modelo também possui orifícios de 2 mm distribuídos ao longo de toda a sua superfície, tanto inferior quanto superior, permitindo que seja realizada a tomada de pressão em pontos específicos da asa. A primeira linha de orifícios está a 35,0 mm da borda do modelo, sendo que cada uma delas possui 17 furos, considerando as superfícies superior e inferior. Estes estão distribuídos conforme as dimensões apresentadas na Figura 3 c). O espaçamento entre as demais linhas é de 17,5 mm, sendo que a linha de pressão **A** é a que se encontra mais próxima à extremidade livre da asa, já a linha **I** está localizada perto da extremidade fixada à parede. A distribuição dos pontos de tomada de pressão na superfície pode ser observada na Fig. 4 a).

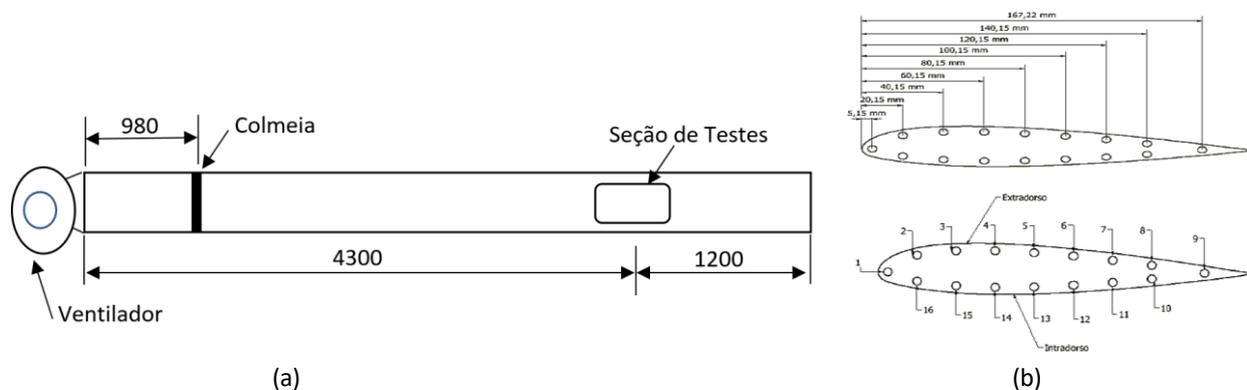


Figure 3. a) Canal Aerodinâmico b) Distribuição dos canais para tomada de pressão na superfície.

O dispositivo de ponta de asa desenvolvido para a realização das análises é do tipo *Blended Winglet*, que consiste num prolongamento em curva do perfil aerodinâmico da asa em questão. O dispositivo foi produzido utilizando uma impressora 3D e posteriormente foi acoplado à asa previamente desenvolvida. A geometria do dispositivo ponta de asa desenvolvida pode ser observada na Fig. 4 b).

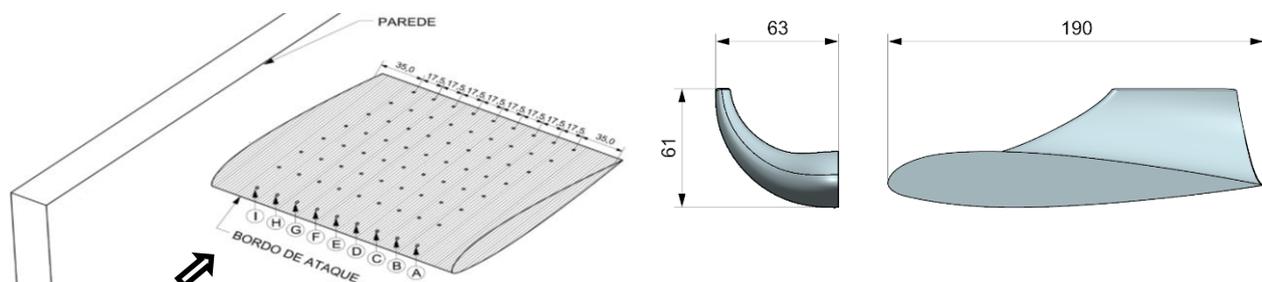


Figure 4. (a) Distribuição dos pontos de tomada de pressão na superfície e (b) Modelo de dispositivo ponta de asa utilizado (Dimensões em mm).

As medições das forças de arrasto e sustentação são obtidas experimentalmente utilizando um dispositivo construído a partir de duas células de carga comerciais e uma cruzeta niveladora que permite somente o movimento longitudinal e transversal e permite obter as duas informações simultaneamente.

A análise numérica foi executada utilizando o Software Ansys Fluent aplicando Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) com o modelo de turbulência $k-\omega$ SST. O domínio computacional tridimensional foi gerado a partir das dimensões do canal aerodinâmico onde a asa foi posicionada nas mesmas condições às encontradas no aparato experimental. O domínio possui uma seção transversal de 282mm x 352mm e um comprimento total igual a 1000mm, conforme Fig. 5 a). A malha utilizada, definida a partir da independência de malha apresentada na Tabela 1, foi gerada

a partir do software ICFM CFD, contendo aproximadamente 5 milhões de volumes. Para a confecção da malha na região próxima à superfície da asa foi atribuída a condição de criação de prismas, fazendo com que haja a formação de blocos que contornam o perfil aerodinâmico. Para o caso avaliado foi arbitrado um $y^+ < 2$, com espessura inicial de $2,5 \times 10^{-5}$ m, com um aumento progressivo entre os blocos em cada uma das 20 camadas, como mostra a Fig. 5 b).

As condições de contorno atribuídas para a análise em regime permanente foi velocidade prescrita na entrada, com um valor igual a 16 m/s, normal à superfície. Essa velocidade foi escolhida com base nas análises experimentais. Para a superfície da asa e para as paredes do domínio foi atribuída uma condição de parede sem deslizamento, representando as condições encontradas no canal aerodinâmico. A região de saída foi considerada como uma abertura à pressão atmosférica.

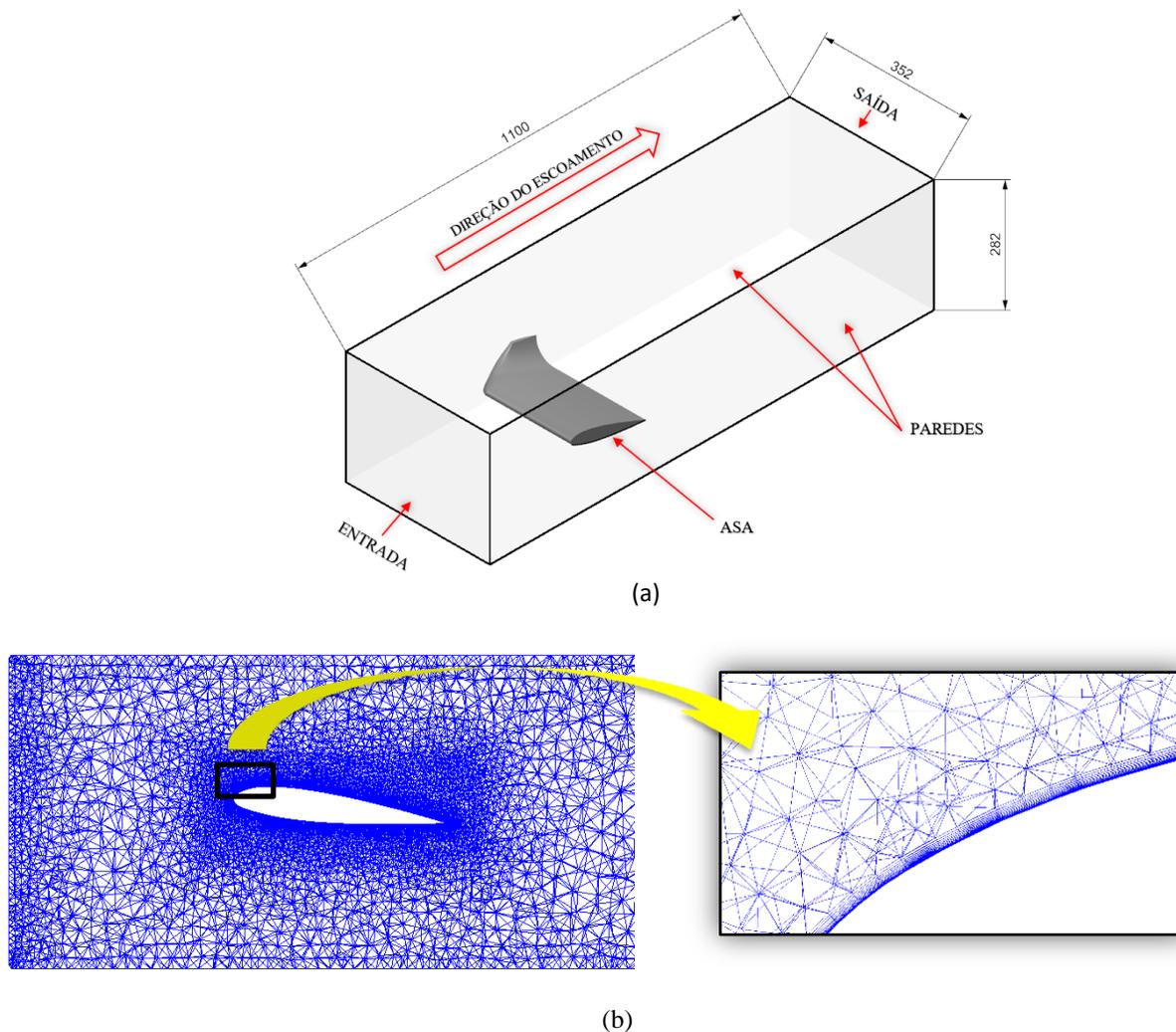


Figure 4. a) Domínio computacional e b) Malha aplicada no modelo com detalhe da camada prismática.

Tabela 1. Teste de independência de malha com ângulo de ataque igual a 6 graus.

Malha	Número de Volumes	Força de Sustentação (N)
01	3.000.000	2,636
02	4.000.000	2,567
03	5.500.000	2,565
04	7.000.000	2,563

As análises numéricas foram realizadas a partir das equações de Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) adotando o modelo de turbulência $k-\omega$ SST pois, segundo Menter et al., (2003), este modelo apresenta uma combinação entre a formulação robusta e precisa do modelo $k-\omega$ na região de camada limite com a independência de escoamento livre do modelo $k-\epsilon$, fora da camada limite. O critério de convergência adotado para todos os termos

envolvidos na solução foi de de 1×10^{-4} . Como os resultados obtidos apresentaram semelhança com dados obtidos através das análises experimentais realizadas, considerou-se que o critério de convergência adotado adequado para o problema em questão.

3. Resultados

A análise dos resultados é apresentada separadamente para cada ângulo de ataque, mas mantendo o mesmo método de medição de avaliação numérica.

3.1. Análise ângulo de ataque 6°

Na Figura 6 é apresentado o comparativo entre a distribuição de pressão no intradorso e superior da asa com e sem a adição de um dispositivo de ponta de asa para as análises numéricas e experimentais no ângulo de 6°. A fim de facilitar o entendimento das informações, os resultados obtidos experimentalmente foram plotados em uma escala de cor representando a superfície da asa da mesma forma que a apresentação feita pelo software de simulação numérica. Nos resultados obtidos numericamente com o uso do dispositivo de ponta de asa a distribuição de pressão na região do dispositivo ponta de asa não é apresentada, pelo fato de não haver pontos de medição no modelo experimental, facilitando assim a comparação dos resultados encontrados nas regiões avaliadas em ambas as metodologias.

Os resultados obtidos para a superfície inferior da asa, Figura 6 a), tanto na análise numérica quanto experimental apresentam distribuição equivalente de pressões e não se observa alteração significativa ocasionada pela adição do dispositivo de ponta de asa.

Nos resultados referentes à superfície superior da asa, a adição do dispositivo ponta de asa gerou uma alteração significativa na distribuição de pressão. Houve redução na pressão mínima encontrada, passando de aproximadamente -130 Pa para cerca de -270 Pa. Também é possível observar que, próximo a extremidade livre sem o dispositivo ponta de asa no ensaio numérico há uma região com pressão baixa, ocasionada pelos vórtices formados. Com a adição do dispositivo, essa porção da asa com pressão mais baixa acaba desaparecendo.

A redução de pressão observada ocorre pelo fato de que o dispositivo de ponta de asa atua como uma barreira, evitando a passagem do ar com alta pressão para a região de baixa pressão do escoamento, evitando a elevação deste parâmetro no extradorso da asa. Outra alteração aparente é que a região de pressão mais baixa, circulado na Figura 6 b), desaparece com a adição do dispositivo ponta de asa.

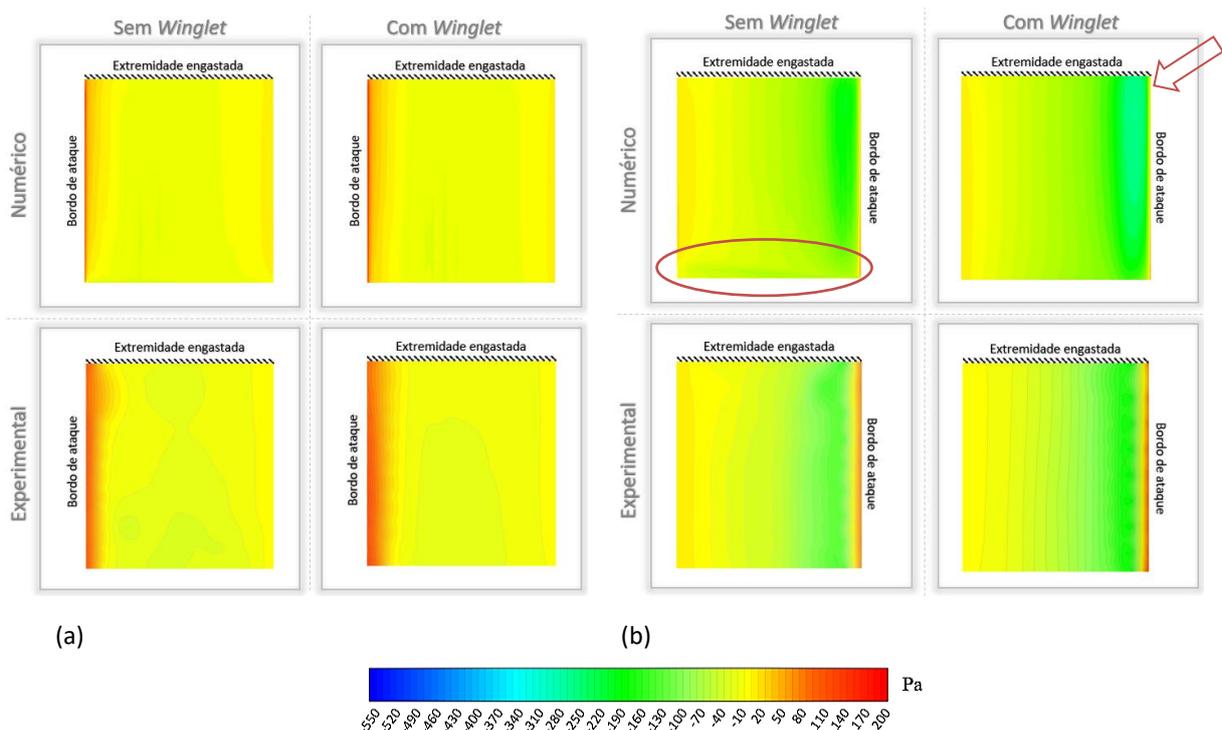


Figure 6. a) Distribuição de pressão no intradorso no ângulo de 6° e b) Distribuição de pressão no extradorso no ângulo de 6°.

A Figura 7 apresenta uma vista lateral da simulação numérica do escoamento, em um plano gerado sobre a linha de pressão B, Figura 4, onde é possível identificar de forma mais clara a redução da pressão mínima no extradorso, ocasionada pela adição do dispositivo ponta de asa. Na Figura 7 é possível notar que, nos locais indicados pelas setas, houve uma considerável redução de pressão na região do extradorso da asa, confirmando o que havia sido constatado através da Figura 6.

A Tabela 2 apresenta um comparativo entre os coeficientes de arrasto e sustentação com e sem a utilização do dispositivo ponta de asa obtidos nas análises numéricas e experimentais. Como pode ser observado, após a adição do dispositivo de ponta de asa houve um acréscimo de aproximadamente 14% no coeficiente de sustentação tanto para as análises numéricas quanto experimentais, sendo este um efeito benéfico para o aumento da eficiência aerodinâmica da aeronave. Em contraponto houve também um acréscimo no coeficiente de arrasto próximo a 8% em ambas as análises, ocasionado pelo acréscimo de área em decorrência da adição de uma estrutura à asa.

A fim de determinar o impacto na eficiência aerodinâmica, levando em consideração estas duas alterações observadas, foi obtida a razão entre o coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação. Tanto as análises numéricas quanto as experimentais apresentaram um acréscimo no valor, indicando um aumento na eficiência aerodinâmica do objeto de estudo. Para os resultados obtidos nas simulações numéricas houve uma variação positiva de aproximadamente 5,5% e para os ensaios experimentais esse acréscimo foi de aproximadamente 5,7%.

Frente a isso é possível afirmar que embora haja um acréscimo no coeficiente de arrasto, a adição do dispositivo de ponta de asa proposto neste trabalho acaba por aumentar a eficiência aerodinâmica em aproximadamente 5,5%, sendo está uma possível alternativa para a otimização do desempenho aerodinâmico de aeronaves.

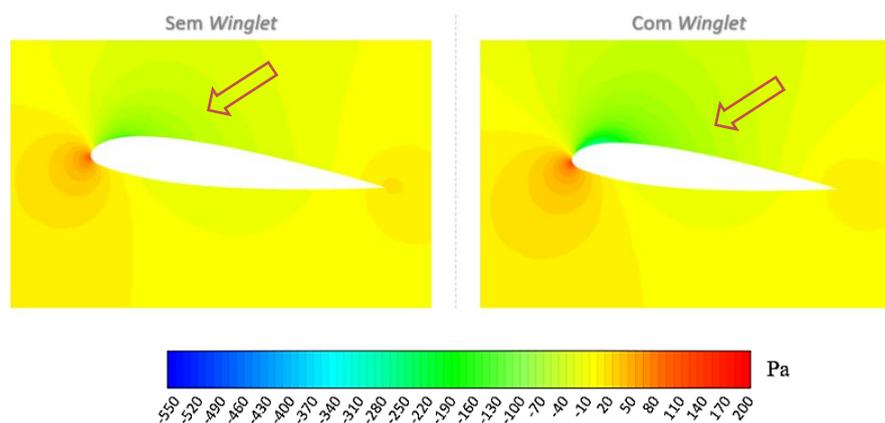


Figure 7. Distribuição de pressão ao longo do perfil para um ângulo de 6°.

Tabela 2. Comparativo dos coeficientes de arrasto e sustentação para ângulo de 6°.

SEM DISPOSITIVO PONTA DE ASA		COM DISPOSITIVO PONTA DE ASA	
Numérico	Experimental	Numérico	Experimental
$C_L = 0,410$	$C_L = 0,373 \pm 0,008$	$C_L = 0,471$	$C_L = 0,425 \pm 0,001$
$C_D = 0,057$	$C_D = 0,052 \pm 0,003$	$C_D = 0,062$	$C_D = 0,056 \pm 0,003$
$C_L/C_D = 7,19$	$C_L/C_D = 7,17$	$C_L/C_D = 7,59$	$C_L/C_D = 7,58$

3.2. Análise ângulo de ataque 15°

A análise da influência do dispositivo de ponta de asa para ângulo de ataque 15° foi realizada com o mesmo método que o realizado no comparativo anterior. Os resultados obtidos através dos ensaios numéricos e experimentais com e sem a utilização do dispositivo ponta de asa para a superfície inferior da asa, com um ângulo de ataque de 15 graus, podem ser observados na Figura 8.

No intradorso da asa com ângulo de ataque de 15 graus, Figura 8 a), é possível observar nos resultados numéricos e experimentais, que sem a presença do dispositivo ponta de asa há uma região de baixa pressão próxima à

extremidade livre, ocasionada pela formação dos vórtices de ponta de asa, que desaparece com a adição do dispositivo ponta de asa.

Os resultados da distribuição de pressão no extradorso da asa, conforme mostra a Figura 8 b) é possível observar uma queda de pressão próximo à extremidade livre, ocasionada pela formação dos vórtices na ponta da asa. Como pode ser observado na Figura 8, após a adição do dispositivo ponta de asa essa região desaparece. Também é possível notar que com o uso do dispositivo há um leve aumento na região de baixa pressão no bordo do ataque, porém esse acréscimo é sutil para as condições testadas.

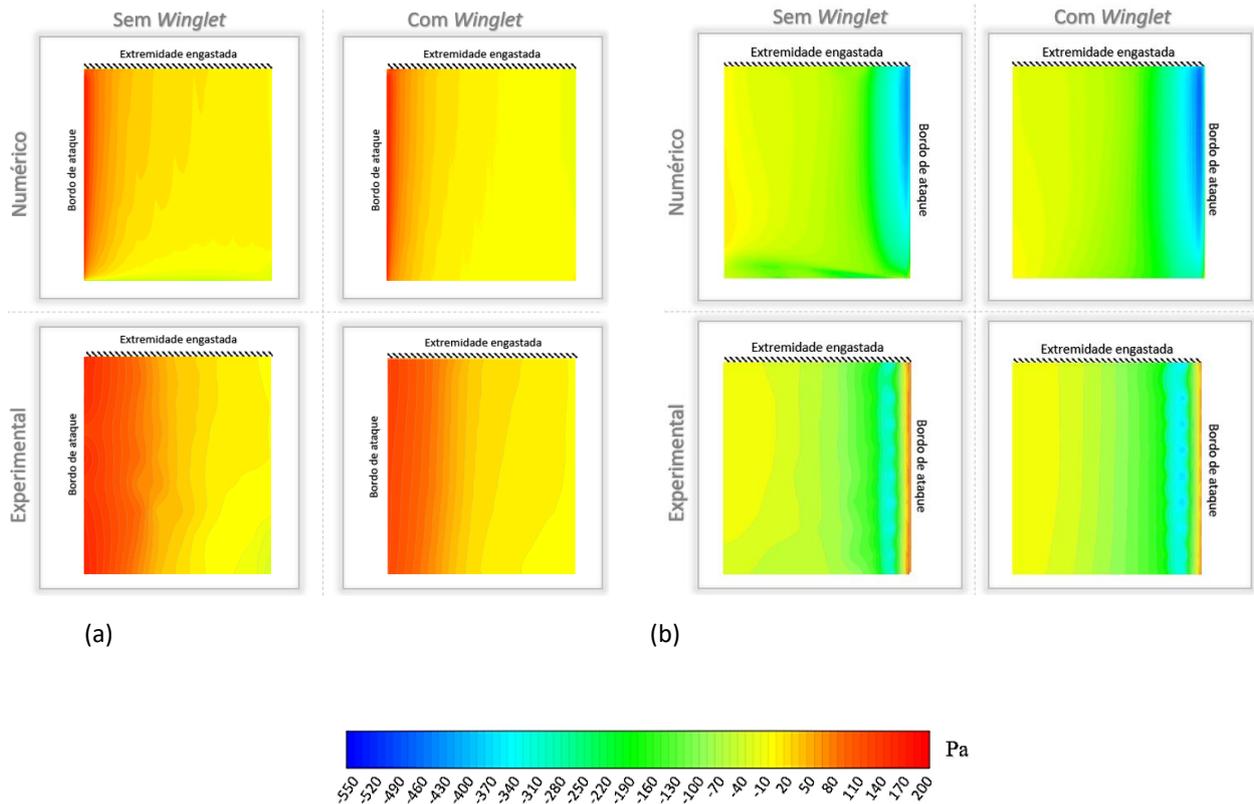


Figure 8. a) Distribuição de pressão no intradorso no ângulo de 15° e b) Distribuição de pressão no extradorso no ângulo de 15°.

Na Figura 9 é apresentada a distribuição de pressão em uma vista lateral da asa, em um plano sobre a linha de pressão B, Figura 4, nela é possível observar a redução de pressão na região próxima ao bordo de ataque da superfície superior da asa, enquanto a superfície inferior não apresenta nenhuma variação significativa.

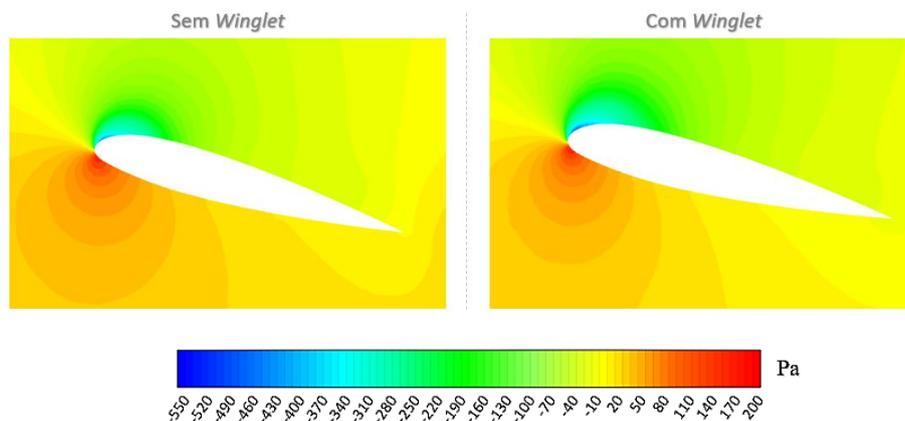


Figure 9. Distribuição de pressão no extradorso para um ângulo de 15°.

A Tabela 3 apresenta um comparativo entre os coeficientes de arrasto e sustentação com e sem a utilização do dispositivo ponta de asa obtidos nas análises numéricas e experimentais. A partir da Tabela 3 é possível observar que houve um acréscimo no coeficiente de sustentação após a adição do dispositivo de ponta de asa. Para as análises numéricas esse aumento foi de aproximadamente 9%, enquanto para os ensaios experimentais o acréscimo foi de aproximadamente 7%.

Com intuito de verificar qual a influência na eficiência aerodinâmica ocasionada pela adição do dispositivo de ponta de asa, foi avaliada a razão entre os coeficientes de arrasto e sustentação. Como pode ser observado na Tabela 3, houve um acréscimo de aproximadamente 3% na razão entre estes dois coeficientes, tanto para as análises numéricas quanto as experimentais.

Tabela 3. Comparativo dos coeficientes de arrasto e sustentação para ângulo de 15°.

SEM DISPOSITIVO PONTA DE ASA		COM DISPOSITIVO PONTA DE ASA	
Numérico	Experimental	Numérico	Experimental
$C_L = 0,875$	$C_L = 0,820 \pm 0,001$	$C_L = 0,955$	$C_L = 0,898 \pm 0,001$
$C_D = 0,138$	$C_D = 0,132 \pm 0,005$	$C_D = 0,146$	$C_D = 0,140 \pm 0,003$
$C_L/C_D = 6,34$	$C_L/C_D = 6,21$	$C_L/C_D = 6,54$	$C_L/C_D = 6,41$

4. Conclusão

A avaliação da influência do dispositivo ponta de asa no perfil NACA 23015 foi apresentada com simulações numéricas e ensaios experimentais acerca de uma mesma condição. Foi observado que, para os dois ângulos de ataque, quanto mais próxima a linha de pressão está da parede, menor a pressão mínima encontrada no extradorso da asa. A região onde há pressão positiva na asa é consideravelmente maior para a análise com um ângulo de ataque igual a 15 graus do que para a condição de 6 graus.

Com a adição do dispositivo de ponta de asa é possível observar uma variação na distribuição de pressão na superfície do aerofólio. Na região próxima à extremidade livre da asa há uma leve queda de pressão, ocasionada pela formação dos vórtices, que acaba desaparecendo com a utilização do dispositivo ponta de asa. Outra alteração observada foi no extradorso da asa, onde com a adição do dispositivo houve uma redução na pressão mínima encontrada, ocasionada pela redução da intensidade dos vórtices na extremidade da asa.

Outro ponto influenciado diretamente pela adição do dispositivo ponta de asa foi o desempenho aerodinâmico. Com a utilização do dispositivo houve um acréscimo de aproximadamente 5,5% na eficiência aerodinâmica para um ângulo de ataque igual a 6 graus e, para 15 graus esse aumento foi de 3%, observado tanto nos ensaios numéricos quanto nos experimentais. Com isso é possível concluir que o dispositivo de ponta de asa desenvolvido neste trabalho é uma alternativa plausível para a otimização do desempenho aerodinâmico de aeronaves, principalmente em ângulos

Referências

1. ANAC. Notícias. Conheça um pouco sobre a aviação agrícola. 2017. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/noticias/2016/conheca-um-pouco-sobre-a-aviacao-agricola>> Acesso em: 29 set. 2019.
2. Bravo-Mosquera, P. D., Cerón-Muñoz, H. D., Díaz-Vázquez, G. e Catalano, F. M. Conceptual design and CFD analysis of a new prototype of agricultural aircraft. *Aerospace Science and Technology*, v. 80, p. 156, 176 176, 2018.
3. CENIPA. Ocorrências Aeronáuticas: Panorama Estatístico da Aviação Brasileira. Brasília, 2016. <<http://www2.fab.mil.br/cenipa/index.php/estatisticas/panorama>>.
4. Narayan, G.; John, B. Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings. *Aerospace Science and Technology*, v. 58, p. 328-340, 2016.
5. Guerrero, J. E.; Maestro, D.; Bottaro, A. Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control. *Comptes Rendus Mecanique*, v. 340, n. 1, p. 67, 2012.
6. White, F. M. *Mecânica dos Fluidos*, 4ª edição, 2002.
7. Fox, R. W.; Pritchard, P. J.; McDonald, A. T. *Introdução à Mecânica dos Fluidos*. 8ed. Rio de Janeiro, Brasil. LTC, 2014.

8. Júnior, M. M. A.; Reis, M. N. E.; Marinho, P. F.; Veloso, C. A. S. e Paula, T. H. B. Estudo Numérico de Perfil Aerodinâmico. *Revista Interdisciplinar de Pesquisa em Engenharia-RIPE*, v. 2, n. 20, p. 09-18, 2016.
9. Elham, A.; Van Tooren, M. J. L. Winglet multi-objective shape optimization. *Aerospace Science and Technology*, v. 37, p. 93-109, 2014.
10. Demasi, L., Monegato, G., Cavallaro, R., & Rybarczyk, R. (2019). Minimum Induced Drag Conditions for Winglets: the Best Winglet Design Concept. *AIAA Scitech 2019 Forum*.
11. Rodrigues, L. E. M. J. *Fundamentos da Engenharia Aeronáutica*. Cengage Learning, 2014.
12. Menter, F. R.; Kuntz, M.; Langtry, R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. *Turbulence, heat and mass transfer*, v. 4, n. 1, p. 625-632, 2003.